

This Page Is Inserted by IFW Operations  
and is not a part of the Official Record

## **BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

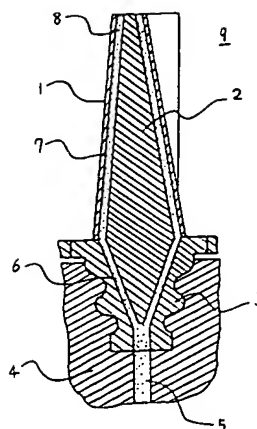
Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

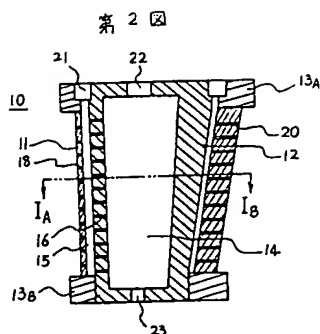
**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

As rescanning documents *will not* correct images,  
please do not report the images to the  
Image Problem Mailbox.

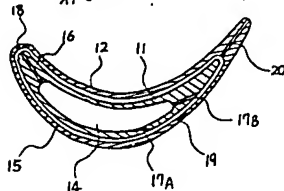
415-115



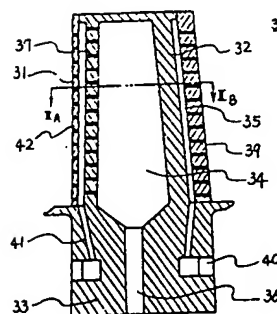
(11)



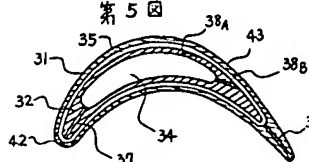
第 3 図



第 4 図



第 5 図

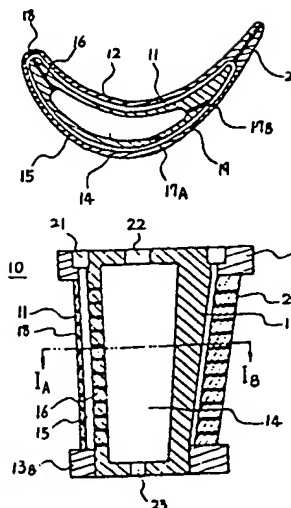


97R  
96AX

- (54) GAS-TURBINE BLADE  
(11) 55-104506 (A) (43) 11.8.1980 (19) JP  
(21) Appl. No. 54-10421 (22) 2.2.1979  
(71) HITACHI SEISAKUSHO K.K. (72) SHIYUNICHI ANZAI(4)  
(51) Int. Cl. F01D5/18

**PURPOSE:** To cool gas-turbine blades efficiently and uniformly, by ejecting cooling water onto the surface of outer plating from an inserted body having a hollow inside chamber and disposed on the inside of said outer plating with some clearance, and issuing mixture of cooling air and steam thus produced to the outside of blade through apertures formed in the outer plating.

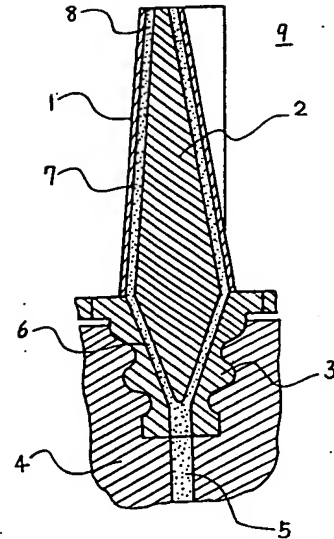
**CONSTITUTION:** Gas-turbine stator blade 10 is consisted of outer plating 11, inserted body inside 12, chamber 14, clearance 15 formed between outer plating 11 and inserted body 12, etc. The inserted body 12 is formed with a plurality of apertures 16 for ejecting coolant, for instance, to the portion of outer plating 11 located at the leading edge of turbine blade where the amount of heat transmitted to the stator blade 10 is fairly large, that is, coefficient of heat transfer on the gas-side blade surface is high, and also a plurality of apertures 17A, 17B for ejecting coolant onto the portion of outer plating 11 located at the throat of blade on the convex side thereof. On the other hand, the outer plating 11 is formed at the leading edge portion of blade with a plurality of apertures 18 for ejecting coolant from clearance 15 to the outside of blade 10 and forming a film of coolant over the blade surface. Further, apertures 19 and 20 are formed respectively at the throat portion on the convex side of blade and at the trailing edge portion of the same.



# JAPAN

特開昭55-104506(5)

第1図

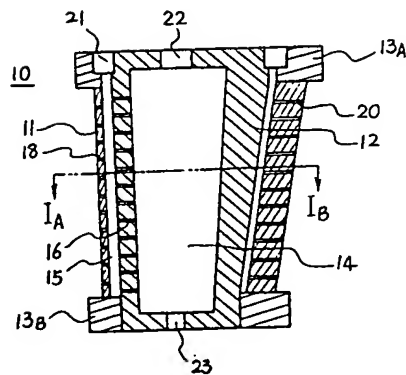


10…静翼、11…表皮、12…インサート、  
14…媒体室、15…間隙、16、17A、17B  
…小孔、18、19、20…小孔、30…動翼、  
31…表皮、32…インサート、33…ダブテー  
ル、34…媒体室、35…間隙、36…孔、37、  
38A、38B…小孔、39、42、43…小孔、  
41…孔、60…ケーシング、61…給水管、  
63…導管、64…噴出口、65…リム、66…  
リム側面、67…樋、68…孔、70…タービン  
シャフト。

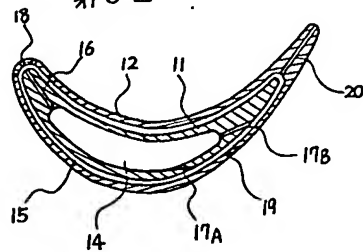
代理人 弁理士 高橋明

(15)

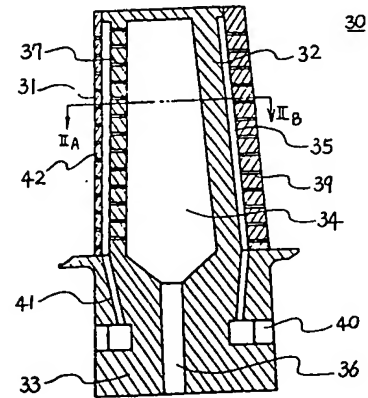
第2図



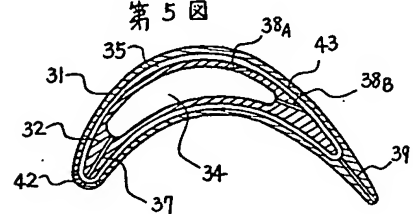
第3図



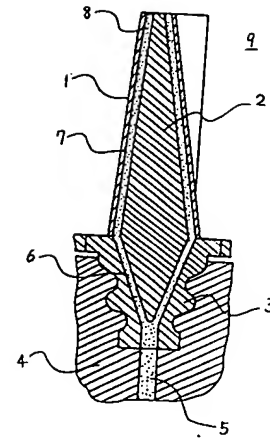
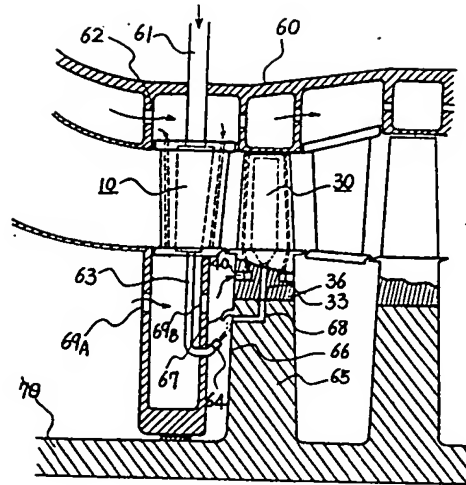
第4図



第5図

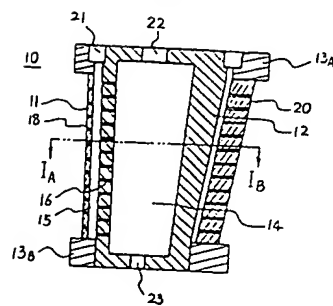


第 6 図

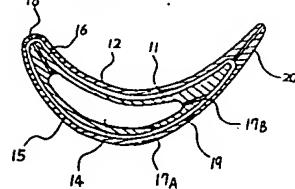


(15)

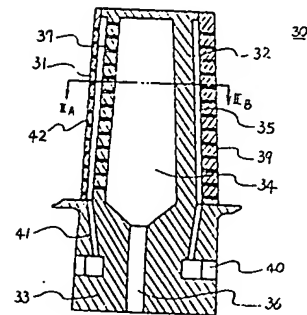
第 2 図



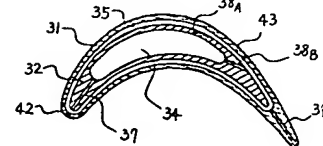
第 3 図



第 4 図



第 5 図



⑨ 日本国特許庁 (JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭55-104506

⑬ Int. Cl.<sup>3</sup>  
F 01 D 5/18

識別記号

庁内整理番号  
6620-3G

⑭ 公開 昭和55年(1980)8月11日

発明の数 1  
審査請求 未請求

(全 6 頁)

⑮ ガスタービン翼

⑯ 特 願 昭54-10421

⑰ 出 願 昭54(1979)2月2日

⑱ 発 明 者 安斉俊一

土浦市神立町502番地株式会社  
日立製作所機械研究所内

⑲ 発 明 者 坂元健

土浦市神立町502番地株式会社  
日立製作所機械研究所内

⑳ 発 明 者 小林成嘉

土浦市神立町502番地株式会社

日立製作所機械研究所内

㉑ 発 明 者 松本学

土浦市神立町502番地株式会社  
日立製作所機械研究所内

㉒ 発 明 者 赤津茂行

土浦市神立町502番地株式会社  
日立製作所機械研究所内

㉓ 出 願 人 株式会社日立製作所

東京都千代田区丸の内1丁目5  
番1号

㉔ 代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 ガスタービン翼

特許請求の範囲

1. 圧縮機、この圧縮機により圧縮された空気を  
用いて燃料を燃焼させ、その燃焼ガスの膨張に  
より回転動力を出すガスタービンにおいて、燃  
焼ガスと接するガスタービン翼の翼表面を形成  
する表皮と、表皮内に間隙を有して収納した内  
部空間のあるインサートとにより形成し、前記  
インサートの内部空間には冷却水、前記表皮と  
インサートとの間隙には冷却空気を供給し、イ  
ンサートより翼表皮に複数個の小孔より前記冷  
却水を噴射し、さらに発生蒸気と前記冷却空気  
との混合体を前記表皮の複数個の小孔より翼外  
に噴き出すよう構成したことを特徴とするガス  
タービン翼。

発明の詳細な説明

本発明はガスタービン翼に係り、特にその静翼  
および動翼の冷却構造に関するものである。

ガスタービンの熱効率は、ガスタービン入口の

燃焼ガス温度および圧力とを上昇させることによ  
り向上する。入口燃焼ガスの高温化は、ガスター  
ビン翼(静・動翼)の温度上昇をきたすため、ガ  
スタービン翼がその構造材料の耐熱温度以内にな  
るように冷却するか、または耐熱温度の高い新材  
料を開発することにより達成される。新材料の開  
発による耐熱温度の上昇は、過去10年間に200  
~300℃程度で今後急激な上昇をなしとげる可能  
性は小さく、ガスタービンの高温化には翼冷却技  
術の発達に依存する所が大きい。

ガスタービン翼を冷却するにはいくつかの注意  
事項がある。すなわちガスタービン翼の冷却では、  
翼温度を構造材料の耐熱温度以下に冷却すること  
は無論であるが、過冷却はガスタービン出力の低  
下となり、また温度分布の急勾配と不均一は過激  
な熱応力によりタービン翼が破損することも考え  
られ、できるだけ少ない冷却で冷却効率を高める  
こと、および翼を均一に冷却すること等に注意し  
なければならない。

従来広く用いられているガスタービン冷却方法

(1)

(2)

は、圧縮機で圧縮された空気の一部を利用して、翼の内部対流、インピンジメント、フィルムクーリング等の冷却方式であり、例えば全面フィルム冷却ではタービン入口燃焼ガス温度を1400℃程度まで上昇させることが実現している。しかし、これ以上の燃焼ガス温度の上昇は、それに伴って多くの冷却空気が必要になり、熱効率は向上するがガスタービンの出力は低下するといった問題が生じる。しかも高度の翼製作技術が要求され、生産コストも非常に高くなる。

このため、高温ガスタービンの冷却方法として液体（水など）冷却方式が提案されている。液体冷却方式は、空気などの気体冷却に比較して伝熱特性が秀れているが、冷却剤を高速回転体に大きな腐蝕なしに給水する方法やその冷却剤を回収する方法などの問題点が多い。さらに液体冷却では、その伝熱特性が良いがために翼の燃焼ガス側と冷却側との間に大きな温度勾配が生じて大きな熱応力が発生しやすく、また過冷却にも充分注意しなければならない。

(3)

まい、冷却ミゾ7で空気と水との二相分離流になるおそれがある。また、かりに翼9の冷却ミゾ7にミストを供給できたとしても、微小水滴を含む空気はタービンの回転によるコリオリの力により微小水滴が冷却ミゾ7の片側に押し付けられ、翼の背側では翼芯2側に液膜ができ、腹側では反対に翼表皮1側に液膜が形成することが考えられる。従つて、冷却面では液膜が形成されている部分とない部分では熱伝達率の差が生じ、翼温度が著しく異なる。もちろん翼温度分布の著しい不均一は翼温度勾配が大きくなり、大きな熱応力が生じやすいことは前記の通りである。また一般に、翼の燃焼ガス側の熱伝達率は背側が腹側よりも大きく、背側の冷却が重要になる。また、かかる従来のミスト冷却翼の構造では、翼9のダブテール側からミスト冷却剤が供給される。したがつて、ミスト冷却剤が冷却ミゾ7を過つて翼の先端に上昇するにしがたい、水滴の蒸発のため冷媒中に含まれる微小水滴が順次少なくなり、それに伴つて冷却面の熱伝達率はしだいに小さくなる。すなわ

(5)

これらガスタービンの気体（空気）冷却方法と液体（水）冷却方法の欠点を補うため、従来には高温ガスタービンの冷却方法として、空気中に微小水滴を含ませたミスト冷却方式も提案されている。ミスト冷却は、空気中に含ませた微小水滴が冷却面に衝突して大きな熱伝達率が得られ、少ない冷却水で大きな冷却効果が得られる。第1図はミスト冷却方式を実施した翼構造を示したものである。この従来例では、ミストがガスタービン回転体のリム4の冷却媒体通路5から動翼9のダブテール3の冷却媒体通路6に送られ、さらに動翼9の表面金属板1と動翼構造芯2との間に設けられた複数の冷却ミゾ7に送られ、そこで燃焼ガスからの入熱を吸収し、翼先端の噴出孔8から燃焼ガス中に放出される。

かかるミスト冷却翼においてもいくつかの問題点がある。その一つは、せつかく供給したミスト冷却剤が、動翼部で冷却に良好なミストを形成できないおそれがある。すなわち、途中の冷却剤通路5、6において空気と微小水滴とが分離してし

(4)

ち、従来のミスト冷却翼では翼の先端ほど翼温度が上昇する。

本発明の目的は従来のガスタービン翼の冷却方法の欠点を除去し、少ない冷却剤で冷却効果を高め、かつ温度分布を均一にして、翼の強度、寿命および信頼性を向上させるものである。

本発明は、翼を表皮部とインサート部よりなる二重構造にし、インサート内部に冷却水、表皮とインサートとの間に冷却空気を通し、インサートの適意な個所に開けた複数の小孔より、翼の入熱の多い表皮すなわち翼の燃焼ガス側の熱伝達率が高い表皮部に冷却水を噴射し、かつ発生蒸気と冷却空気との混合媒体を表皮とインサートの隙間で対流冷却させるとともに表皮面に開けた複数の小孔より翼外に噴射して燃焼ガスからの入熱を少なくし、少ない液体で大きな冷却効果を得、また翼の温度分布を均一にして前記従来の諸問題を解決したタービン翼を提供するものである。

以下本発明の実施例を図面を用いて詳細に説明する。本発明の説明では、まず本発明を実施した

(6)

ガスタービン静翼、さらに動翼の構造と本発明の効果を記述し、その後本発明によるタービン翼を取り付けたガスタービンを説明する。

第2図は本発明を実施したガスタービン静翼10の縦断面図であり、第3図は第2図のI-A-I-B断面図である。第2図および第3図において、11は翼表皮、12はインサート、14はインサート12内の媒体室、15は表皮11とインサート12との間の間隙である。インサート12には、静翼10の入熱の多いすなわちガス側翼表面の熱伝達率の高い所、たとえば翼前縁部の表皮に冷却媒体を噴射する複数の小孔16および翼背面のスロート部の表皮に冷却媒体を噴射する複数の小孔17A、17Bを加工してある。翼表皮11には、翼前縁部に間隙15より翼外に冷却媒体を噴き出し、翼面に冷媒のフィルムを形成する複数の噴出小孔18、翼背面スロート部に噴出小孔19および翼後縁部に噴出小孔20を加工してある。

本静翼において冷却媒体は孔22よりインサ

(7)

しかし、本発明を実施したガスタービン静翼では、燃焼ガス側の熱伝達率の高い翼前縁部および翼背面のスロート部で、小孔より噴射させた冷却水を衝突させることにより高い熱伝達率が得られ、少ない冷却水で効果的に冷却することができるとともに、発生蒸気と冷却空気との混合体で内部対流冷却し、翼前縁および背面で翼外に噴射することにより冷媒のフィルムで燃焼ガスからの入熱量を少なくすることができる。さらに本発明を実施した静翼の根本的な発明効果は、前記説明のミスト冷却の従来技術の欠点のごとく、ミストの気液分離あるいは微小水滴の蒸発に伴う冷却側の熱伝達率の変化や不均一が発生しなく、翼の温度を均一に冷却することができることにある。すなわち本発明を実施したガスタービン静翼では、冷却水を燃焼ガス側熱伝達率の高い部分の翼表皮にインサートより直接に噴射するため、従来のような気液の分離、あるいは伝熱に伴う冷媒の流れ方向への水滴の減少などに起因した伝熱特性の変化が生じない。したがって本発明を実施した静

(9)

ト12の媒体室14に冷却水を供給し、さらに孔21より表皮とインサートとの間隙15に冷却空気を供給する。冷却水の一部はインサート12の小孔16より前縁部の表皮に噴射され、他の一部は小孔17A、17Bより翼背面スロート部の表皮に噴射され、さらに余剰冷却水は孔23より翼外に放出される。小孔16より噴射された冷却水は表皮に衝突して高熱伝達率により効率良く前縁部を冷却し、発生した蒸気は間隙15に供給した空気と混合し、その一部は小孔18より翼外に噴射されて翼前縁部を覆うことにより燃焼ガスから入る熱量を減らし、さらに他の一部は間隙15を翼後縁側に流れて翼面を内部対流冷却する。さらに小孔17A、17Bより噴射された冷却水は表皮に衝突して翼背面を冷却し、発生蒸気は間隙15を流れる冷却空気と混合して、その一部は小孔19より翼外に噴射されて翼背面表面を覆って燃焼ガスからの入熱量を減らし、さらに他の一部は翼後縁の小孔20を通過させることにより翼後縁部を内部対流冷却して翼外に放出する。

(8)

翼では、少ない冷却剤で効率良く、かつ温度分布を均一に冷却することができる。

次に本発明をガスタービンの動翼に適用した例を示す。第4図は本発明を実施したガスタービン動翼30の縦断面図であり、第5図は第4図のI-A-I-B断面を示すものである。本動翼の実施例は基本的に前記静翼の実施例と同一である。第4図および第5図において、31は表皮、32はインサート、33はダブテールである。34はインサート32の内部の媒体室、35は表皮31とインサート32との間の間隙である。インサート32には燃焼ガス側の熱伝達率の高い翼前縁や背面スロート部の表皮に冷却水を噴射するための小孔37、38A、38Bを加工し、表皮31には間隙35より蒸気と空気との混合体を翼外に噴射して翼面を覆うための小孔37、43および39を加工している。本動翼において冷却媒体は、ダブテール33の孔36よりインサート32の媒体室34に冷却水を供給し、さらにダブテール33の側面に加工した孔40より孔41を経て間隙

(10)

35に冷却空気を供給する。本動翼において冷却水の噴射、発生蒸気と冷却空気との混合体の内部対流とその翼外噴出によるガスタービン翼の冷却は、前記静翼と同一であるので記述説明を省略する。

本発明を応用したガスタービン動翼の発明効果は、前記静翼に应用した場合の発明効果と同様の効果がある。そのうえさらに、本発明のガスタービン動翼ではコリオリの影響を無くすることができる。すなわち、本動翼ではインサートより表皮に直接に冷却水を噴射するため、タービンの回転に伴うコリオリの力による気液の分離がない。したがって本発明を実施したガスタービン動翼では、少ない冷却剤で効率良く、かつ翼温度を均一に冷却することができる。

以上の説明は、本発明を実施したガスタービン静翼および動翼単体の構造例と発明効果について記述した。次にこれらの静翼および動翼を組み込んだガスタービンについて記述する。第6図は、前記本発明による静翼10および動翼30を組み

(11)

40より間隙35に供給される。そこで前記説明のごとく冷却水および冷却空気により動翼が冷却される。

しかし、本発明を実施したガスタービン静翼および動翼を取り付けたガスタービンでは、前記説明のごとく少ない冷却剤で効率良く、かつ翼温度を均一に冷却することができ、燃焼ガス温度を従来以上に高めても、翼の強度、寿命および信頼性が向上した高効率ガスタービンを提供することができる。

以上は本発明の主要部について説明した。本発明の範囲内で種々の変形例が考えられる。図示説明を省略するが例えば第4図および第5図に示した本発明を実施したガスタービン動翼において、間隙35の翼先端側を開放し、発生蒸気と冷却空気との混合体を燃焼ガス側に放出しても良い。また第6図に示した本発明を実施した静翼および動翼を取り付けたガスタービンにおいて、動翼への冷却水はタービンシャフト70を通して外部より供給しても良い。また、インサートより冷却水を

(13)

特開昭55-104506(4)

込んだガスタービンの、タービン部の部分断面図である。冷却水はケーシング60の外部より給水管61で供給され、静翼10のインサート12の媒体室14に入る。一方、冷却空気はコンプレッサーで圧縮された空気の一部が孔62より導びかれ、静翼10の間隙15に供給される。そこで前記説明のごとく冷却水および冷却空気によつて静翼が冷却される。

静翼における冷却水の余剰水は導管63により静翼外に導びかれ、導管63の一端の開口部64よりタービン回転体のリム65の側面66に噴射される。その冷却水は、タービンの回転による遠心力の作用によりリム65の側面66を伝わってタービンの周囲方向に飛ばされ、リム65の樋67に一旦保たれる。さらにその冷却水は樋67からリム65の内部に開けられた貫孔68、動翼30のダブテール33の孔36を通つて媒体室34に供給される。一方冷却空気は、コンプレッサーで圧縮された空気の一部が、孔69A、69Bより導びかれ、動翼30のダブテール33の孔

(12)

噴射する小孔、および表皮より蒸気混合空気を翼外に噴射する小孔の位置、口径および数はガスタービンの規模など設計条件により決定されることは無論である。

以上の説明のごとく本発明を実施したガスタービン翼は、少ない冷却剤で効率良く、かつ温度分布を均一に冷却することができ、強度の強いガスタービン翼を提供することができる。したがって寿命が長く信頼性の高い高温高効率ガスタービンを提供することができる。

図面の簡単な説明

第1図は、ミスト冷却翼の従来例を示すガスタービン動翼の断面図である。第2図は、本発明の実施例を示すガスタービン静翼の縦断面図であり、第3図は第2図のI-A-I-B断面を示すものである。第4図は、本発明の実施例を示すガスタービン動翼の縦断面図であり、第5図は第4図のII-A-II-B断面を示すものである。第6図は本発明によるガスタービン静翼および動翼を組み込んだガスタービンの部分断面図である。

(14)